

고체추진기관의 성능 보정계수 예측방법에 관한 연구

성홍계* · 변종렬* · 김윤곤*

A Study on the Determination of the Performance Correction Factors of Solid Rocket Motors

H. G. Sung* · J. R. Byun* · Y. G. Kim*

ABSTRACT

The precise prediction of the performance is essential to develop the system at the development of propulsion system since no experimental data are available. The accuracy of the prediction on the total system's performance as well as itself, which depends on how the correction factors such as I_{sp} , and so on, are determined in accurate. However some of the design factors are determined by an engineer's experience or the similar test data if they are available, so far. This study was conducted to determine the method of the determination of correction factors of both I_{sp} and thrust in direct. The basic idea is to define the detail performance loss mechanism of solid rocket motors, which might be occurred, and to calculate in quantitative those correction factors from the performance loss mechanism. From the test results, the model of this study can predict those factors less than 1% error, in addition to the physical variances of each loss mechanism.

초 록

추진기관 개발 초기에는 동일한 또는 유사한 시험 데이터 없이 설계에 필요한 중요한 인자들을 예측하여야 하며, 그 정확도는 추진기관 뿐 아니라 시스템 전체의 성능에도 직접적으로 영향을 미친다. 특히 비추력 보정계수와 추력 보정계수의 예측은 필수적인데, 그동안은 유사한 시험 결과를 사용한 다던가, 엔지니어의 경험으로 그 값을 정하였는데 본 논문에서는 추력 손실의 요인이 되는 물리적 현상들에 대한 여러 모델들을 분석하고, 이를 이용하여 비추력 보정계수와 추력 보정계수를 계산하는 방법을 연구하여, 고체 추진기관의 실제 연소시험에서 얻어진 결과와 비교하였다. 분석 결과 물리적 개념과 일치하는 결과를 보여주고 있으며, 정량적으로도 약 1% 이내의 오차 범위 내에서 추력 보정계수와 비추력 보정계수를 예측할 수 있는 능력을 나타내고 있으므로 그 유용성을 확인하였다.

* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

1. 서론

추진기관의 정확한 성능 예측은 추진기관 총역적(total impulse)의 과도한 설계(over-design)를 최소화하여 비행체의 무게 및 크기를 감소시킬 수 있으므로, 비행거리와 적재량을 결정하는 중요한 인자이다. 특히 개발 초기에 전체 시스템의 미션과 운용 범위가 90%이상 결정되기 때문에 유사한 시험 데이터가 없는 추진기관의 사용이 요구되는 비행체 개발시 초기 단계의 추진기관 성능 예측은 더욱 중요하다.

본 논문에서 다루는 추진기관은 연료와 산화제를 혼합한 고체 추진제를 연소시켜 생성되는 고온 고압의 연소가스를 노즐을 이용하여 고속으로 배출시킴으로써 추진력을 얻어내는 시스템이다. 고체 추진체가 연소실에서 연소되어 노즐로 배출되면서 나타나는 연소가스의 화학적/열역학적 변화는 추진기관의 성능 예측 시 고려해야 될 중요한 물리적 현상이나, 로켓 모터에 사용되는 고체 추진체는 불균등하고 연소현상이 너무 복잡하기 때문에 이론적 모델에 의해 정확한 물리적/화학적 변화량을 예측한다는 것은 매우 어려운 일이다. 또한 추진체의 조성과 기하학적 형상에 따라 고려되어야 될 물리적 현상들이 다르기 때문에 범용적으로 사용 가능한 이론적 모델을 개발하는 것은 더욱 어려운 일이다. 그럼에도 추진기관의 성능은 비행체를 개발하는데 있어서 요구되는 기초 데이터이며, 추진기관 성능 예측의 정확도는 비행체 전체의 성능에 직접적으로 영향을 미침으로, 추진기관 성능 예측을 위한 모델 개발을 위한 노력은 지속되고 있다. 고체추진기관의 성능 예측기법은 복잡한 물리적 현상들을 표현하는 열화학적 운동 방정식을 풀면서 접근하는 수치 해석적 접근방법¹⁾과 이론 및 실험결과를 근거하여 접근하는 반 실험적 접근방법²⁾으로 나눌 수 있다. 두 방법 모두 1950년대 이후 활발하게 연구되었으며 오늘날 컴퓨터의 발달과 물리현상(연소현상, 난류, 열전달 등)에 대한 더욱 진보된 모델개발이 이루어지고 있다. 전자의 경우, 미국에서는 약 5년 전

부터 10년 프로젝트를 창출하여 현재 야심차게 통합 수치해석 프로그램 개발을 목표로 수행 중에 있으며, 후자의 경우도 지속적으로 개발되어 오고 있는데, 수치해석 방법과 접목되어 비추력의 예측 오차 $\pm 0.5\%$, 기타 성능(추력, 압력, 연소시간) 오차 $\pm 3\%$ 이내의 예측 정확도를 목표로 연구되고 있으며 목표치에 상당히 접근하고 있다³⁾. 그러나 시스템 개발 초기에는 고려되어야 하는 설계 변수가 매우 다양하기 때문에 후자의 방법으로 접근하는 것이 현실적이며, 물론 그 정확도가 보장되어야 한다.

추진기관 개발 초기에 정확한 성능예측을 위해서 비추력 보정계수와 추력 보정계수의 예측은 필수적인데, 그동안은 유사한 시험결과를 사용한다면, 엔지니어의 경험으로 그 값을 정하였는데, 본 연구에서는 위에서 언급된 성능 예측 방법 중, 후자의 방법을 이용한 성능 예측기법 개발을 수행하였다. 이를 위하여 추진체가 완전 연소되어 손실이 전혀 없이 모두 운동 에너지로 전환되고, 추력 손실도 전혀 없다는 이상적인 운동량에서, 실제로 나타나는 모멘텀 손실을 유발하는 물리적 현상들을 반 실험적으로 수치화하여 이를 빼줌으로써 실제 추력값을 예측하는 방법을 사용하였다. 본 논문에서는 추력 손실의 요인이 되는 물리적 현상들에 대한 여러 모델들을 비교 분석하였으며, 비추력 보정계수와 추력 보정계수를 계산하여 추진기관의 실제 연소 시험에서 얻어진 결과와 비교하여 그 유용성을 확인하였다.

2. 성능 손실 모델

고체추진기관의 성능손실은 연소실의 성능손실과 노즐의 성능손실로 구분할 수 있으며 성능손실의 요인에 따라 연소효율 손실(combustion efficiency), 화학반응 손실(finite rate kinetics loss), 이상유동 손실(two phase flow loss), 확산손실(divergence loss), 경계층 손실(boundary layer loss), 내삽노즐 손실(submergence loss),

노즐목 삭마 손실(erosion loss)등으로 구분할 수 있다. 각 성능손실모델 기법의 물리적 개념과 수식적 표현은 다음과 같다⁴⁾.

2.1 화학반응 손실(Finite Rate Kinetics Loss)

추진제가 연소되면서 추진제의 화학적 에너지가 완전히 열에너지로 변화되기 전에 노즐 밖으로 빠져나감으로써 발생하는 손실을 화학 반응 손실이라 한다. 이에 대한 화학 반응 효율(η_{KIN}) 모델은 다음과 같다.

$$\eta_{KIN} = I_{sp_{kin}} / I_{sp_{th}} \quad (1)$$

여기서, $I_{sp_{kin}}$ 는 finite rate kinetics의 비추력이고, $I_{sp_{th}}$ 는 입자와 기체의 물질이동이 없다는 가정하에서 화학 평형시의 비추력을 나타낸다. 위 식에서 화학반응모델은 Tyson & Kliegel⁴⁾의 모델이 사용되고, 복잡한 수치적 해석방법이 사용된다. 그러나 본 연구에서는 이론과 실험적 근거를 둔 아래와 같은 간단한 식을 사용하였다. 경험적으로 화학반응손실은 이상적인 비추력차의 약 1/3이 됨으로 화학반응 효율은 간단하게 아래와 같이 표현된다.

$$\eta_{KIN} = 1 - \frac{1}{3} \left[\frac{I_{sp_{th}} - I_{sp_{FMZLN}}}{I_{sp_{th}}} \right] \times C \quad (2)$$

여기서, $I_{sp_{th}}$ 와 $I_{sp_{FMZLN}}$ 는 각각 노즐에서 평형상태와 화학반응이 없는 frozen 상태의 CEC계산 결과에 의한 이론적인 비추력을 나타낸다⁵⁾. SPP(USA)에서는 압력보정계수 C를 연소실 압력, P_c (psi)에 따라 다음과 같이 정의한다.

$$C = 1 \quad (P_c \leq 200 \text{ psi})$$

$$C = 200 / P_c \quad (P_c > 200 \text{ psi})$$

반면에 SNIA-BPD(Italy)에서는 압력보정계수 C를 아래와 같이 정의하여 사용한다.

$$C = 1 \quad (P_c \leq 300 \text{ psi})$$

$$C = 300 / P_c \quad (P_c > 300 \text{ psi})$$

또한 Bayern-Chemie(Germany)에서 제안한 화학반응 효율 모델식은 다음과 같다.

$$\eta_{KIN} = 1 - k_2 e^{-k_1 D.P.} \left[\frac{I_{sp_{th}} - I_{sp_{FMZLN}}}{I_{sp_{th}}} \right] \quad (3)$$

여기서, $k_2=0.2$, $k_3=0.5$ 를 사용한다.

세 모델 모두 공통적으로 화학반응 손실은 연소실 압력의 함수이며, 압력이 커짐에 따라 화학반응 손실은 작아지는데, 이는 연소실 압력이 증가하면 화염 온도가 증가하고, 따라서 화학반응 속도가 빨라지기 때문이다.

2.2 연소 손실(Combustion Loss)

추진제가 완전 연소되지 않은 상태에서 연소실을 빠져나감에 따라 연소가스의 특성속도(C^*)와 비추력(I_{sp})을 저하시켜서 발생하는 손실을 연소손실이라 하며 개념적으로 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\text{연소효율} = \frac{\text{추진제 연소가스가 분출되는 시간}}{\text{추진제가 완전연소되는 데 소요되는 시간}}$$

연소효율을 계산하기 위하여 가스유동은 물론 입자궤적에 대한 유동해석과 입자의 연소속도를 결정하기 위한 실험이 뒷받침되어야 한다. 알루미늄 연소모델은 Hermsen⁴⁾의 모델이 사용된다. 연소효율은 이론적으로 계산된 가스온도와 실제 가스온도의 차이로 나타낼 수 있으므로 다음과 같이 반 경험식으로 표현할 수 있다.

$$\eta_{CE} = \frac{I_{sp}}{I_{sp_{th}}} = \left[\frac{T_c / M_w}{T_c' / M_w'} \right]^{0.5} = \left[1 - \frac{\bar{F}y\Delta H_r}{C_p T_c} \right]^{0.5} \quad (4)$$

여기서, T_c, M_w' 는 실제 가스온도와 분자량, T_c, M_w 는 이론적인 가스온도와 분자량, \bar{F} 는 연소되지 않은 금속의 무게 분율, y 는 추진제내 금속의 무게 분율, ΔH_r 는 단위 % 금속당 열에너지, C_p 는 정압비열이다.

연소 효율은 연소입자가 연소실내에 머무르는 시간(residence time)에 대한 함수인데 residence time, τ (msec)의 정의는 아래 식과 같다.

$$\tau = \left(\frac{V_c}{\dot{m}} \right) \left(\frac{P_c M_w}{12RT_c} \right) \quad (5)$$

여기서, V_c 는 연소실내 자유체적(in³)이다.

본 연구에서는 residence time에 따른 연소효율을 아래와 같은 경험치에 의해 결정하였다³⁾.

$\tau \leq 10\text{msec}$ 일 때: $\eta_{CE}=0.99$

$10 < \tau \leq 15\text{msec}$ 일 때: $\eta_{CE}=0.95$

2.3 이차원 이상 유동손실(Two-Dimensional Two-Phase Loss)

추진체의 연소가스는 노즐을 통하여 가속되는데, 노즐 벽면 주위의 연소가스는 노즐 출구의 팽창각의 영향으로 노즐축과 편향된 각도를 이루어 분출되므로 모멘텀 손실이 발생되는데 이를 이차원 유동손실 또는 확산손실이라 한다. 또한 고체추진체가 연소될 때 추진체의 고체입자 일부는 완전히 연소되어 기화되지 못하고, 노즐을 통해 빠져나갈 때 발생하는 온도 저하로 인하여 응축입자 또는 고체상태로 노즐 밖으로 분출되는데, 이때 기체와 입자 사이의 열역학적/운동학적 비평형 상태로 인하여 에너지 손실이 발생되는데 이를 이상유동손실이라 한다.

이차원 유동손실과 이상 유동손실은 상호관련되어 발생되므로 이차원 이상 유동손실(TD2P: Two-Dimensional Two-Phase Loss)로써 함께 해석된다. TD2P 손실을 예측하기 위한 입자를 고려한 노즐내 유동현상 해석에 있어서 아음속과 천음속 영역에서의 유동을 해석하는 방법으로는 가스와 입자의 운동방정식을 동시에 해석 방법(FCT:Fully Coupled Transonic)과 가스와 입자가 분리되기 시작하는 천음속 영역에서 선형교란법(linear perturbation)을 이용한 해석 방법(ATA:Approximate Transonic Analysis)이 사용되고, 초음속 영역에서 해석방법은 특성곡선법(MOC)이 사용된다.

TD2P손실은 입자 크기의 영향이 지배하므로 입자 크기의 예측능력이 매우 중요하다. 이상유동 손실의 수치적 해석 방법에 사용되는 입자직경은 성능결과와 가장 잘 일치하는 질량 평균직경을 실험적으로 선택하여 사용되는데, 일반적으로 고려되는 평균입자 모델은 다음과 같다.

$$D_{43} = 3.6304 D_t^{0.2932} (1 - e^{-0.0008163 \xi_c P_c \tau}) \quad (6)$$

여기서, D_{43} 은 질량평균 직경(μm), D_t 는 노즐목 직경(in), ξ_c 는 Al_2O_3 함유량(g-mole/100gm).

TD2P효율에 대한 정의는 다음과 같다.

$$\eta_{TD2P} = \frac{I_{sp_{TD2P}}}{I_{sp_{EJPM}}} \quad (7)$$

여기서, $I_{sp_{EJPM}}$ 는 가스와 입자 혼합물이 평형 상태 일 때의 비추력이고, $I_{sp_{TD2P}}$ 는 TD2P 유동 해석에 의한 비추력을 나타낸다. TD2P효율을 정량화 하기 위하여 이상유동효율과 확산효율의 곱으로 나타내어 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\eta_{TD2P} = \eta_{2P} \times \eta_{TD} \quad (8)$$

본 연구에서 이상 유동효율은 실험결과를 기반으로 구성된 아래 식을 사용하여 계산하였다.

$$\eta_{2P} = 1 - \frac{C_3 \xi_c^{C_4} D_p^{C_5}}{100 P_c^{0.15} \epsilon^{0.08} D_t^{C_6}} \quad (9)$$

여기서, ξ_c 는 응축입자의 몰분율(moles/100gm), ϵ 는 노즐 팽창비, D_t 는 노즐목 직경(in)이다. Table 1은 각 계수를 나타내며, 평균 Al_2O_3 입자 직경, $D_p(\mu\text{m})$ 는 아래 식에 의해 결정된다.

$$D_p = 0.454 P_c^{1/3} \xi_c^{1/3} [1 - \exp(-0.004 L^*)] \times (1 + 0.045 D_t) \quad (10)$$

여기서, L^* : 모타의 특성길이(in)

Table 1. Coefficients of "C" used in two phase loss mechanism

	$D_t(\text{in})$	$D_p(\mu\text{m})$	C_3	C_4	C_5	C_6
$\xi_c \geq 0.09$	<1	-	9.0	0.5	1.0	1.0
	1-2	-	9.0	0.5	1.0	0.8
	>2	<4	13.4	0.5	0.8	0.8
		4-8	10.2			0.4
		>8	7.58			0.33
$\xi_c < 0.09$	<1	-	30.0	1.0	1.0	1.0
	1-2	-	30.0	1.0	1.0	0.8
	>2	<4	44.6	1.0	0.8	0.8
		4-8	34.0			0.4
		>8	25.2			0.33

이차원 또는 확산효율(η_{TD})은 노즐의 기하학적 형상을 고려하여 노즐에서 빠져나가는 연소가스의 모멘텀 손실은 이론적으로 다음과 같이 표현된다.

$$\eta_{TD} = \frac{1 + \cos \frac{\alpha_i + \alpha_e}{2}}{2} \quad (11)$$

여기서, α_i 와 α_e 는 노즐 목과 출구에서의 노즐

팽창각이다.

Bayern-Chemie(Germany)에서 제시된 이상 유동효율 모델은 다음과 같다.

$$\eta_{TD} = 1 - k_1 fr_{AI} (P_c D_i)^{-0.18} \quad (12)$$

여기서, 상수 k_1 는 0.17이고, fr_{AI} 은 추진제내의 알루미늄 질량 분율을 나타낸다. 또한 확산효율은 다음과 같다.

$$\eta_{TD} = 1 - (0.348 e^{-3.145 k_n} \epsilon^{-0.73} + 0.00276 k_n^{-4.474}) \quad (13)$$

여기서, k_n 은 노즐 길이 분율로서 15° conical 노즐의 길이에 대한 contour 노즐 길이의 비를 나타낸다.

2.4 경계층 손실(Boundary Layer Loss)

노즐 벽면에서 연소가스의 점성으로 인하여 발생하는 모멘텀 손실과 열전달로 인한 에너지 손실을 경계층 손실이라 하며 경계층 효율(η_{BL})은 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta I_{sp_{TD}} = \Delta F_{BL} / m_{TD} P \quad (14)$$

여기서, $m_{TD} P$ 는 질량유량을 나타내며, ΔF_{BL} 는 경계층내 모멘텀 감소로 인한 추력손실을 나타내는데 아래 식으로 계산된다.

$$\Delta F_{BL} = (2\pi r \rho u^2 \theta \cos \alpha) \left[1 - \frac{\theta^* P}{\theta \rho u^2} \right]_e \quad (15)$$

여기서, α 는 노즐 팽창 반각, θ^* 는 모멘텀 두께, θ 는 경계층 두께를 나타낸다.

경계층 손실의 수치적 계산에서는 경계층 모델로서 non-calorically perfect gas의 Cebeci 모델과 난류모델로서는 Cebeci-Smith의 eddy viscosity 모델이 사용된다. 경계층에서의 열전달은 노즐벽면의 온도에 따라서 큰 변화(1-3배)가 있으므로 단시간 연소 모타인 경우 노즐 벽면의 온도 변화를 고려하여야 한다. 본 연구에서는 이를 고려한 아래와 같은 반 경험식을 사용하여 경계층 효율을 계산하였다.

$$\eta_{BL} = 1 - C_1 \frac{P_c^{0.8}}{D_i^{0.2}} [1 + 2 \exp(-C_2 P_c^{0.8} t_b / D_i^{0.2})] \times [1 + 0.016(\epsilon - 9)] / 100 \quad (16)$$

여기서, $C_1=0.00365$, $C_2=0.000937$ (일반 노즐)

$$C_1=0.00506, C_2=0.0 \text{ (steel 노즐)}$$

와 같이 표현되는데 계수 C_1 은 BATES 표준 모타에서 직접적인 열손실 측정과 노즐 열전달 계수의 해석과 측정등을 통해 얻어진 것이고, C_2 는 BATES 모타에서 천이 열전달 해석을 통해 얻어진다³⁾. t_b 는 연소시간을 나타낸다.

한편 Bayern-Chemie(Germany)에서 고려된 경계층 효율식은 다음과 같다.

$$\eta_{BL} = 1 - k_1 (P_c D_i)^{-0.2} f_1(\epsilon) f_2(fr_{AI}) \quad (17)$$

여기서, 상수 $k_1=0.013$ 로서 경계층 손실 계산 자료에서 얻어진 값이며, $f_1(\epsilon) = (\epsilon k_n)^{0.14}$ 이고, $f_2(fr_{AI}) = 1 - 1.3 fr_{AI}$ 이다.

위의 두 모델 모두 압력과 노즐형상이 경계층 손실에 영향을 주고있으나, 연소 시간에 대한 효과는 Bayern-Chemie의 모델에 빠져있는 반면에 알루미늄에 의한 효과는 Bayern-Chemie에서 고려되었다.

2.5 내삽 손실(Nozzle Submergence Loss)

노즐입구에 추진제가 놓여있으므로 연소된 가스가 충분히 연소되지 못한 채 노즐을 빠져나감으로써 발생하는 손실이며, Kordig & Fuller의 모델³⁾이 이용된다. 내삽 효율식은 다음과 같다.

$$\eta_{SUB} = 1 - 0.000684 \left[\frac{P_c \epsilon}{A^*} \right]^{0.8} \frac{S^{0.4}}{D_i^{0.2}} \quad (18)$$

여기서 A^* : 노즐입구면적/노즐목 면적

S : 내삽길이(L_s)/연소실 길이(L_m)

2.6 노즐목 삭마 손실(Nozzle Throat Erosion Loss)

노즐목 삭마로 인하여 노즐 팽창비의 저하와 연소실 압력저하로 인한 성능손실이 발생하는데 그 효율식은 다음과 정의된다.

$$\eta_{EROS} = I_{sp_{TD}}(\bar{\epsilon}) / I_{sp_{TD}}(\epsilon_i) \quad (19)$$

여기서, ϵ_i , $\bar{\epsilon}$ 는 각각 노즐목의 초기와 삭마 평균 면적에 대한 노즐 팽창비이다. 노즐목 삭마량 계산에는 아래의 실험적인 노즐목 삭마율을 사용한다.

$$Z = B_c G C_H / \rho_m = C_1 P_c^{0.8} D_i^{-0.2} \quad (20)$$

여기서, ρ_m 는 노즐목 재료의 밀도, B_c 는 유효분출계수(effective blowing parameter), G 는 노즐목의 질량플럭스, C_H 는 노즐목 Stanton수이다.

3. 성능 손실 모델 분석

3.1 성능 손실 분석

위에서 제시된 손실 모델의 정성적 분석을 위하여 세 가지의 모타를 선정하였는데, 이들 각 모타의 특성에 따라 앞에서 기술된 6개의 성능 손실 인자를 비교 분석할 수 있다(Table 2). 그레인 형상은 각각 cylinder-radial slot, cylinder-4 slot, dendrite의 형상이며 그레인과 독립적으로 성능 손실 모델을 비교할 수 있다. 추진제는 알루미늄 19%를 포함하고 있는 것과 알루미늄이 없는 모타를 비교함으로써 TD2P 성능손실을 비교할 수 있다. 또한 노즐 형상도 노즐 입구가 내삽형(submerged)과 외삽형(extended), 노즐 출구가 cone형과 contour형으로 구성되어 있고, 노즐에 토출관(blast tube)이 있는 경우와 없는 경우, 노즐 팽창비의 변화도 크게 다르므로 노즐의 형상에 따른 성능모델을 검토할 수 있다.

Table 2. Specification of test motors

Items	Motor-1	Motor-2	Motor-3
combustor, L/D	4.0	7.5	1.3
grain type	cylinder, radial slot	cylinder, 4 slotted	Dendrite
Aluminum contents(%)	19	0	0
nozzle type	cone	blast tube/ cone	contour
nozzle expansion ratio	13.0	5.3	4.8
Submergence, %	6.7	0.0	17.5
average pressure	1100psia	1700psia	1400psia
burn time(sec)	long	short	short

앞 장에서 정의된 각 성능손실 인자에 대한 성능 효율, η_i 를 성능 손실량, $\Delta\eta_i$ 으로 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\Delta\eta_i = (1 - \eta_i) \times 100 \quad (21)$$

Fig 1.은 각 모타에 대한 세 가지 예측모델(SPP, SB:SNIA-BPD, BC:Bayern-Chemie)의 예측 결과를 나타낸다. 비추력 손실의 크기는 모타-1, 모타-2, 모타-3의 순서로 나타나는데 이는 모타의 형상과 사용된 추진제의 성분 및 노즐의 재질과 형상에 의하여 나타나는 결과로써 비추력 손실을 분석함으로써 각 인자들의 영향을 정량적 및 정성적으로 분석하였다.

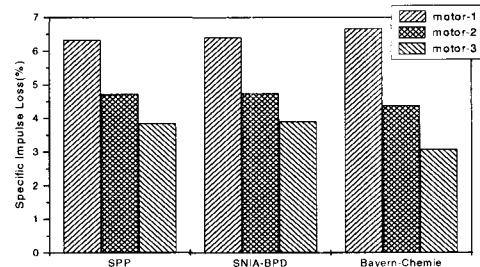


Fig. 1 Comparison of performance loss

본 연구에서는 식(5)의 residence time 계산을 통해 연소효율을 결정하였는데 고려된 모타들의 효율이 99%로 예측되었다. 그러나 이에 대한 실험 결과치에 대한 근거가 충분치 못하여 연소효율이 100%로 가정하여 시험치와 비교한 결과 본 연구의 예측치와 유사함을 알 수 있었다.

3.1.1 모타-1

Table 3은 세 가지 예측모델에 대한 결과를 나타낸다. SPP와 SB의 모델은 유사한 비추력을 나타내지만 모델 BC는 다소 낮은 비추력을 보여준다. 이러한 차이는 경계층 손실에 대한 예측 모델의 차이로 기인된 것임을 알 수 있다(Fig. 1). 식(16), (17)에서 알 수 있듯이 모두 열유동 경계층을 기반으로 개발된 반실험 모델이지만, SB 모델은 알루미늄에 의한 손실이 고려되기 때문에 많은 알루미늄을 포함하고 있는 모타-1의 경우는 상대적으로 큰 경계층 손실이 예측되며, 연소 시간이 긴 모타-1에서 연소 초기 급격한 온도 변화에 의한 경계층 손실의 영향은

상대적으로 작기 때문이다.

성능 손실을 유발시키는 인자 중에서 노즐목 삭마에 의한 손실이 가장 크게 나타나는데, 이는 노즐목 재료인 카본/카본이 장시간 연소가스에 노출됨에 따라 삭마량이 크게 증가하고, 이로 인한 노즐 팽창비의 감소로 연소가스가 노즐을 통과할 때 발생하는 가속이 감소하므로 모멘텀 손실이 크게 증가되기 때문이다. 또한 연소가스 속에 포함된 응축액상/고체 알루미늄의 큰 입자가 노즐 출구에 부딪혀서 노즐 출구 면적을 증가시킴으로 확산손실이 크게 나타난다. 다음으로 이상손실이 크게 나타나는데, 이는 모타-1의 추진제에 포함된 알루미늄이 산화된 후 산화알루미늄이 액상/고체 입자로 존재하므로 연소가스와 열 및 모멘텀 비평형을 이루기 때문에 이상손실이 크게 나타남을 알 수 있다.

이상에서 관찰된 것처럼 알루미늄을 사용하는 추진제는 많은 손실을 유발시키지만, 알루미늄 사용으로 인해 이론적 비추력이 알루미늄을 사용하지 않은 경우보다 상대적으로 크기 때문에 실제 비추력이 증가되므로, 전술적 개념에서의 제한 조건(무연가스)이 없다면 알루미늄 사용을 선호하게 된다.

Table 3. Performance loss of Motor-1

loss(%)	SPP	SNIA-BPD	Bayern-Chemie
2-D Flow	1.3612	1.3612	1.3612
2-Phase Flow	0.8498	0.8498	0.6924
Boundary layer	0.7718	0.7718	1.4278
Kinetics	0.1572	0.2358	0.0
Erosion	2.7174	2.7174	2.7174
Submergence	0.4718	0.4718	0.4718
Combustion Efficiency	0.0	0.0	0.0
Total Losses	6.3292	6.4077	6.6706
Ideal I_{sp} (sec)	265.2		
Predicted I_{sp} (sec)	248.4	248.2	247.6

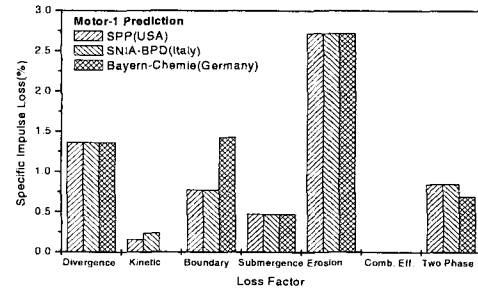


Fig. 2 Comparison of performance loss of Motor-1

3.1.2 모타-2

모타-2의 비추력 손실이 약 4.3-4.7%에 해당되는데 알루미늄을 사용하지 않기 때문에 모타-1보다 손실이 작으며, 모타-1의 경우와는 달리 BC모델이 높은 비추력을 예측하고 있다(Table 3). 이는 경계층 손실에서 BC모델이 작게 예측하고 있기 때문이다. 모타-1과는 달리 노즐 목 삭마에 의한 손실이 상대적으로 작는데 이는 모타-2가 단시간 연소 모타이므로 노즐목 삭마가 작게되어 모멘텀 손실이 작게 나타나기 때문이다. 세 모델의 화학반응 손실은 서로 다르며, SB모델이 압력 보정계수를 상대적으로 크게 사용하기 때문에 세 모타(모타1-3) 모두 BC모델의 경우가 크게 예측된다. 그러나 크기가 다른 손실량 보다 상대적으로 매우 작으므로 전체 성능 손실에는 별다른 변화가 없다.

Table 4. Performance loss of Motor-2

loss(%)	SPP	SNIA-BPD	Bayern-Chemie
2-D Flow	1.7037	1.7037	1.7037
2-Phase Flow	0.0	0.0	0.0
Boundary layer	2.1694	2.1694	1.9874
Kinetics	0.0497	0.0497	0.0020
Erosion	0.7302	0.7302	0.7302
Submergence	0.0	0.0	0.0
Combustion Efficiency	0.0	0.0	0.0
Total Losses	4.653	4.653	4.4233
Ideal I_{sp} (sec)	252.3		
Predicted I_{sp} (sec)	240.6	240.6	241.2

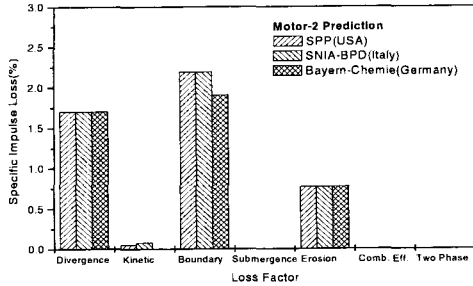


Fig. 3 Comparison of performance loss of Motor-2

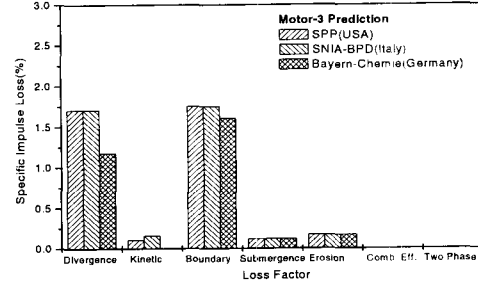


Fig.4 Comparison of performance loss of Motor-3

3.1.3 모타-3

모타-3은 2.7-3.9%의 비추력 손실이 예측되는데, 모타-1,2에 비하여 상대적으로 작다(Table5, Fig.4). 이는 경계층 손실과 노즐목 삭마에 의한 손실이 작게 나타나며, 내삽 노즐에 의한 손실이 크지 않기 때문이다. 모타-2는 토출관이 있으므로 노즐목 앞에서 유속이 빠르고, 노즐목의 재료를 실리카 페놀을 사용하였기 때문에 모타-3에 비하여 큰 손실이 발생된다. 내삽 노즐을 사용한 모타1과 모타3의 내삽 손실이 다른 성능 손실자에 비하여 상대적으로 작게 나타남을 알 수 있는데, 이는 모타 설계시 노즐의 형상을 내삽형으로 함으로서, 모타의 총길이 대비 연소관의 길이를 길게 하여 추진제양을 증가시키기 위한 목적이 올바른 방향임을 보여준다.

Table 5. Performance loss of Motor-3

loss(%)	SPP	SNIA-BPD	Bayern-Chemie
2-D Flow	1.7037	1.7037	0.7879
2-Phase Flow	0.0	0.0	0.0
Boundary layer	1.7482	1.7482	1.6295
Kinetics	0.1052	0.1578	0.0
Erosion	0.1693	0.1693	0.1693
Submergence	0.1387	0.1387	0.1387
Combustion Efficiency	0.0	0.0	0.0
Total Losses	3.8650	3.9176	2.7253
Ideal I_{sp} (sec)	245.4		
Predicted I_{sp} (sec)	235.9	235.8	238.7

3.2 성능 모델 검증

위에서 세 모타들에 대한 성능 손실 인자들을 주로 정성적으로 비교 분석하였는데, 정량적으로도 검증이 되어야 위의 성능 모델을 실제 모타 설계시 사용이 가능한 유용한 모델인지를 판단할 수 있다.

이를 위하여 실제 모타 시험 시 측정이 가능한 인자들 중 비추력 손실 계수와 추력 손실 계수를 시험 결과와 손실 모델의 결과와 비교 분석하였다. 고체추진기관에서 성능손실에 의한 비추력 보정계수($\eta_{I_{sp}}$)와 추력 보정계수(η_F)를 다음과 같이 정의하였다.

$$\eta_F = \{1 - (\Delta\eta_{KIN} + \Delta\eta_{2P} + \Delta\eta_{BL} + \Delta\eta_{SUB}) / 100\} \times \eta_{CE} \quad (22)$$

$$\eta_{I_{sp}} = \{1 - (\Delta\eta_{KIN} + \Delta\eta_{TD} + \Delta\eta_{2P} + \Delta\eta_{BL} + \Delta\eta_{SUB} + \Delta\eta_{EROS}) / 100\} \times \eta_{CE} \quad (23)$$

위 식에서 계산된 보정계수를 사용하여 비추력과 추력은 다음 식으로 계산된다.

$$F_{real} = \eta_F \cdot C_F \cdot P_c \cdot A_t \quad (24)$$

$$I_{spd} = I_{sp,th} \cdot \eta_{I_{sp}} \quad (25)$$

여기서 I_{spd} 와 F_{real} 은 실제 모타에서 나타나는 비추력과 추력이며, C_F 는 이론적인 추력 계수이다.

3.2.1 추력 보정계수

Fig. 5는 추력 보정계수에 대한 시험결과와 예측 결과를 비교한 결과이다. 모타-1과 모타-3의 경우, 예측모델의 결과와 시험 결과가 잘 일치함을 보여주지만 모타-2의 경우는 다소 차이가 있는 것처럼 보인다. 그러나 Fig. 6에서 알 수 있듯이 최대 2%의 오차를 나타냄으로 이론

예측 모델의 결과가 충분히 유용함을 알 수 있다. 특히 추력 보정계수는 추력 예측과 직접적으로 관련됨으로 손실모델을 이용한 추력보정계수의 예측은 시험 데이터가 없는 모타 개발 초기 단계에서 유용하게 사용 가능하다.

3.2.2 비추력 보정계수

Fig. 7은 비추력 보정계수에 대한 시험 결과와 손실 예측 모델의 결과를 비교한 것이다. 모타-1과 모타-3의 경우 SPP와 SB모델은 거의 일치하고 BC모델은 다소 작게 예측되었다. 반면에 모타-2의 경우는 세 모델 모두 작게 예측되고 있으며, 약 2%의 오차를 보여 준다(Fig. 8참조). 비추력 보정 수와 함께 추력 보정계수도 2% 이내에서 예측이 가능함으로 모타 개발 초기에 손실 모델을 이용한 성능 예측이 가능하게 하는 이론적 접근 방법이 제시되었다.

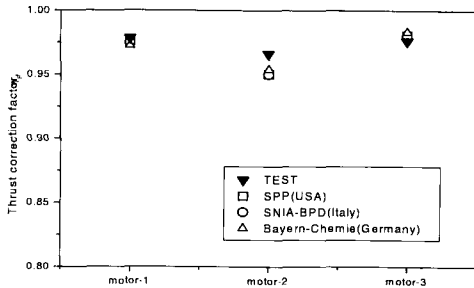


Fig. 5 Comparison of thrust correction factor of test motors

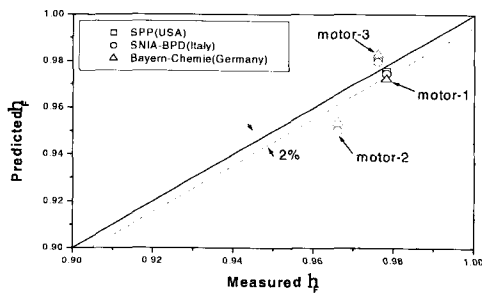


Fig. 6 Comparison of thrust correction factor with experiments

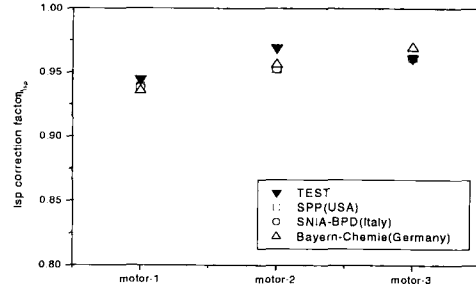


Fig. 7 Comparison of ISP correction factor of test motors

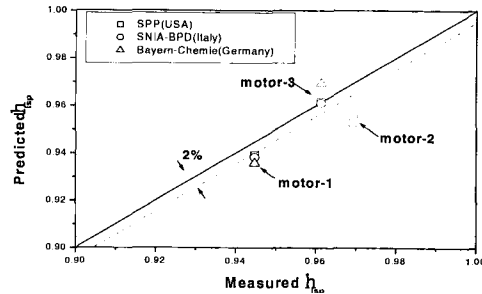


Fig. 8 Comparison of ISP correction factor with experiments

4. 결론

고체 추진기관의 모멘텀 및 에너지손실 모델을 기반으로 모타의 실제 시험에서 나타나는 비추력 손실 보정계수와 추력 보정계수를 예측할 수 있는 방법을 개발하였다. 본 논문에서 사용된 각 보정계수 모델의 정확도는 각 손실 모델의 정확도에 의해 지배되므로 SPP, SB, BC모델을 정성적으로 물리적 현상과 일치하는지 비교하였으며, 세 종류의 서로 상이한 모타 시험 결과와 비교하여 정량적 비교도 수행하였다. 비교 분석 결과 세 가지 모델 모두 물리적 개념과 일치하는 결과를 보여주고 있으며, 정량적으로도 약 2% 이내의 오차 범위내에서 추력 보정계수와 비추력 보정계수를 예측할 수 있는 능력을 나타내고 있다. 추력 보정계수는 세가지 모델 모두 비슷하였으나, 비추력 보정계수는 SPP모델이 상대적으로 시험 결과와 가장 유사한 결과를

보여 주었다. 따라서 본 논문의 보정계수 예측 모델의 유용성을 검증할 수 있었으며, 실제로 현재 개발 중인 모타에 이용되고 있다.

참고문헌

1. W.A. Dick, M.T. Heath, and R.A. Fiedler, "Integrated 3-D Simulation of Solid Propellant Rockets," AIAA 2001-3949, 2001.
2. D.E. Coat and G. R. Nickerson, "Solid Performance Program," AIAA-87-1701, 1987.
3. D.E. Coat, G. R. Nickerson, and Hermsen, "SPP Staus Report," ADA 135-485, JANNAF 16th Meeting, 1983.
4. D. Reydellet, "Performance of Rocket Motors with Metallized Propellant," AGARD-AR-230, 1986.
5. S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations," NASA SP-273, March 1976.